



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 59 за 2015 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

**Белоконов И.В., Иванов Д.С.,
Овчинников М.Ю., Пеньков В.И.**

Система демпфирования
углового движения
наноспутника SamSat-QB50

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Система демпфирования углового движения наноспутника SamSat-QB50 / И.В.Белоконов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015. № 59. 28 с.

URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-59>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

**И.В. Белоконов, Д.С. Иванов,
М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков,**

**Система демпфирования углового движения
наноспутника SamSat-QB50**

Москва — 2015

Белоконов И.В., Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И.

Система демпфирования углового движения наноспутника SamSat-QB50

Проводится исследование углового движения наноспутника, оснащенного гистерезисной системой демпфирования. Выбираются необходимое количество и размеры гистерезисных стержней для достижения аэродинамической ориентации с заданной точностью. Представлены результаты лабораторных измерений параметров выбранных гистерезисных стержней. Оценивается время переходных процессов в случае нештатного выведения наноспутника.

Ключевые слова: гистерезисный демпфер, стабилизация

Belokonov I.V., Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Yu., Pen'kov V.I.

SamSat-QB50 Attitude Damping System

Nanosatellite attitude motion equipped with hysteretic dampers is studied. A number and size of the hysteretic rods is chosen for achieving the aerodynamic orientation with defined accuracy. Laboratory investigation of hysteresis rods for nanosatellite is performed. The time of transit process in worst-case situation is estimated.

Key words: hysteresis damper, stabilization

Работа выполнена при поддержке контракта № 13-15 между СГАУ и ИПМ РАН и гранта РФФИ № 15-31-20058_мол_а_вед.

Введение

При проведении экспериментов, связанных с исследованием свойств верхних слоев атмосферы, может оказаться предпочтительным использование аэродинамической ориентации спутника, при которой его продольная ось ориентируется вдоль вектора набегающего потока воздуха. Время существования такого спутника зависит от его формы, массы и высоты орбиты, но обычно оно невелико. Поэтому к быстрдействию системы ориентации предъявляются повышенные требования [1; 2].

Остановимся на проблеме аэродинамической ориентации применительно к малым спутникам, для которых простота конструктивных решений, надежность, низкая стоимость и отсутствие потребляющих энергию элементов системы ориентации являются определяющими [3]. В настоящей работе рассматривается спутник SamSat-QB50, состоящий из трех последовательно соединенных кубических частей, последняя из которых является полой, за счет чего центр давления смещен относительно центра масс, что приводит к созданию аэродинамического момента. Для обеспечения аэродинамической ориентации необходимо демпфирование начальной угловой закрутки после отделения от ракеты-носителя. Такое демпфирование может быть осуществлено с помощью набора гистерезисных стержней. Выбор конкретных стержней обуславливает время, необходимое для достижения орбитальной ориентации, которое должно быть достаточно малым, а также определяет точность ориентации по набегающему потоку. В установившемся движении гистерезисные стержни перестают работать как демпфер и создают возмущающий магнитный момент, который приводит к возникновению незатухающих вынужденных колебаний относительно положения равновесия. Таким образом, также необходимо исследовать, как влияет магнитный момент стержней на характеристики установившегося движения.

Для проведения математического моделирования движения спутника с установленными на нём гистерезисными стержнями необходимо знать фактические параметры кривой гистерезиса стержней. Поэтому важно экспериментально получить коэффициент магнитной проницаемости и коэрцитивную силу стержней, от которых зависит скорость демпфирования и остаточный магнитный момент, влияющий на точность ориентации в установившемся движении. С помощью специального лабораторного оборудования, имеющегося в ИПМ им. М.В.Келдыша, проведены измерения параметров гистерезисных стержней для спутника SamSat-QB50.

В настоящей работе согласно требованиям полезной нагрузки выбираются такие гистерезисные стержни, чтобы отклонение продольной оси спутника в установившемся режиме от вектора набегающего потока составляла не более $\pm 10^\circ$, а время переходного процесса для выхода на установившийся режим не превышало двух суток при заданной начальной угловой скорости (продольная составляющая $\pm 0,1^\circ/\text{с}$, поперечная составляющая $\pm 0,5^\circ/\text{с}$). Для случая отказа ак-

тивной магнитной системы стабилизации, которая предназначена для гашения начальной угловой скорости отделения (начальная угловая скорость после отделения от адаптера $\pm 50^\circ/\text{с}$, в нештатной ситуации $\pm 90^\circ/\text{с}$), оценивается время переходного процесса для выхода на установившейся режим.

1. Наноспутник SamSat-QB50

Спутник SamSat-QB50 разрабатывается в рамках участия СГАУ в международном проекте QB50 и предназначен для мониторинга термосферы Земли. Спутник основан на стандартной технологии наноспутников типа CubeSat, состоит из трех блоков размером $10 \times 10 \times 10$ см. На наноспутнике SamSat-QB50 предполагается использование гибридной системы ориентации и стабилизации, состоящей из активной электромагнитной системы гашения начальной угловой скорости и из аэродинамико-гистерезисной системы. Аэродинамический момент появляется при трансформации 2U кубсата в 3U кубсат после отделения от ракеты-носителя. Трансформация спутника заключается в выдвигании стабилизатора, состоящего из полого 1U-блока, что приводит к смещению его центра давления относительно центра масс. Вывод спутника планируется на орбиту высотой $400 \text{ км} \pm 20 \text{ км}$ и наклоном $98.18 \pm 1^\circ$ в феврале 2016 года. Спутник представляет собой моноблок. Масса спутника составляет 1.95 кг, инерционно-массовые характеристики приведены в табл. 1. Габаритные чертежи с основными размерами представлены на рис. 1, динамическая схема изображена на рис. 2.

Таблица 1 – Инерционно-массовые характеристики наноспутника SamSat-QB50

Моменты инерции относительно главных центральных осей инерции	Координаты центра давления в связанной системе координат
$I_x = 0.01166 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ $I_y = 0.01152 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ $I_z = 0.00443 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$	$dx = -1.89 \text{ мм}$ $dy = 0.24 \text{ мм}$ $dz = 54.8 \text{ мм}$

5

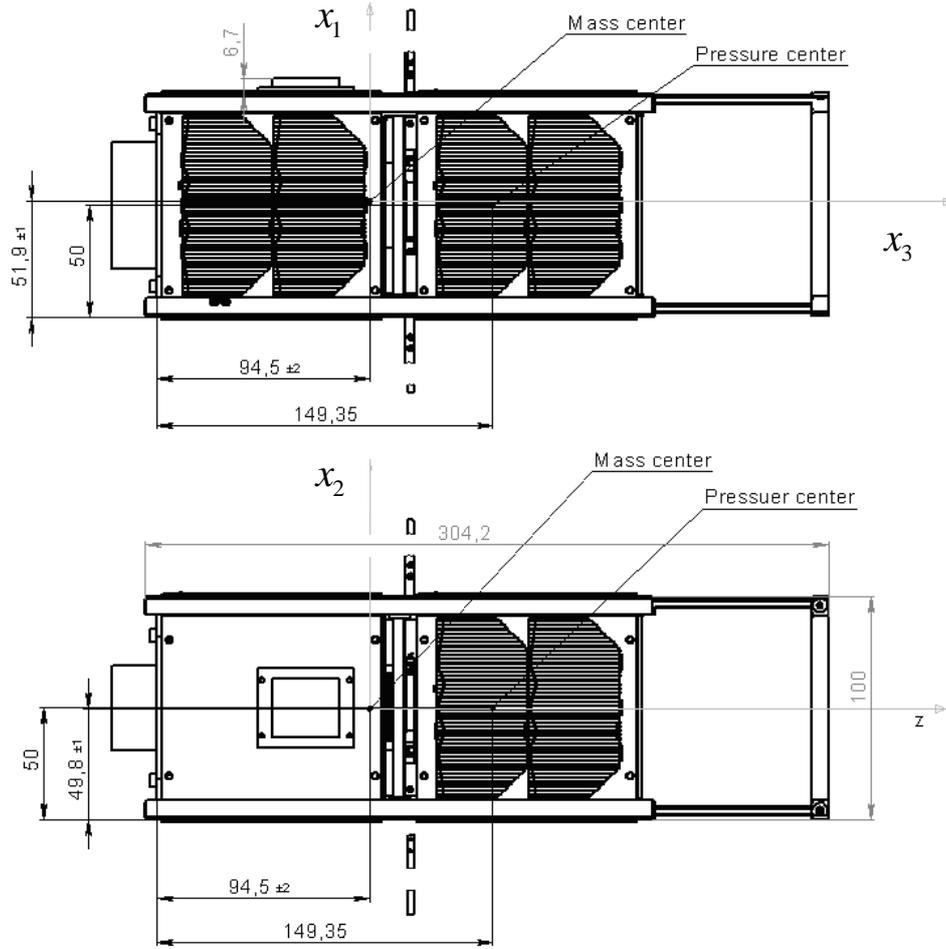


Рис. 1. Вид спутника SamSat-QB50

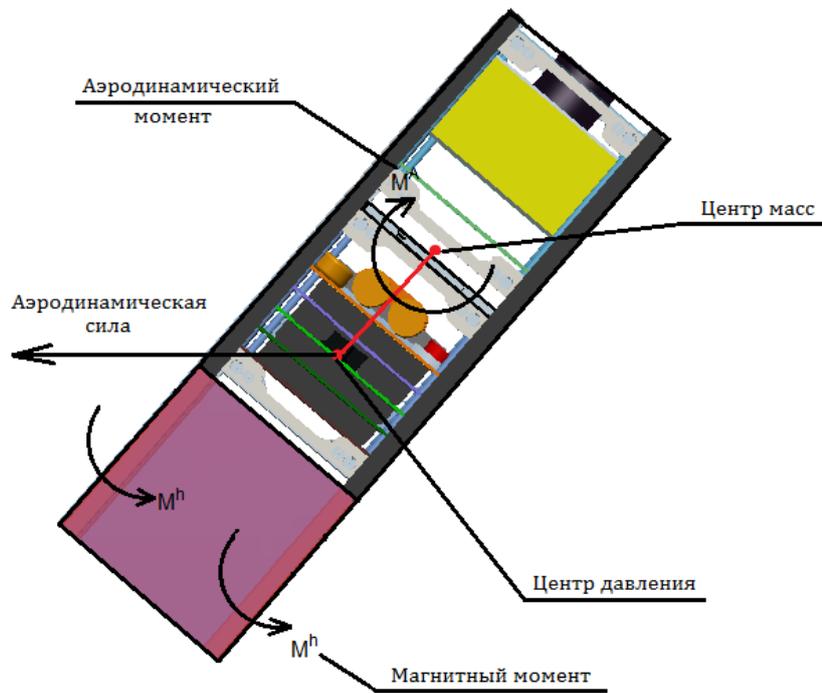


Рис. 2. Динамическая схема спутника

2. Лабораторные исследования стержней

2.1. Стенд для измерения магнитных характеристик гистерезисного материала

В состав лабораторного стенда входит генератор периодических сигналов, который подключен к катушке большого диаметра (рис. 3). При изменении напряжения на концах катушки внутри неё индуцируется переменное магнитное поле, в которое помещается испытываемый материал. С помощью измерительной катушки определяется величина магнитной индукции внутри гистерезисного материала. Сигнал генератора и сигнал с измерительной катушки поступают на цифровой осциллограф. Временная развертка полученных сигналов обрабатывается с помощью специального программного обеспечения на персональном компьютере. В результате обработки строится гистерезисная петля материала, по которой определяются фактическая коэрцитивная сила, магнитная проницаемость и индукция насыщения – основные параметры, характеризующие демпфирующие свойства гистерезисного материала [4].

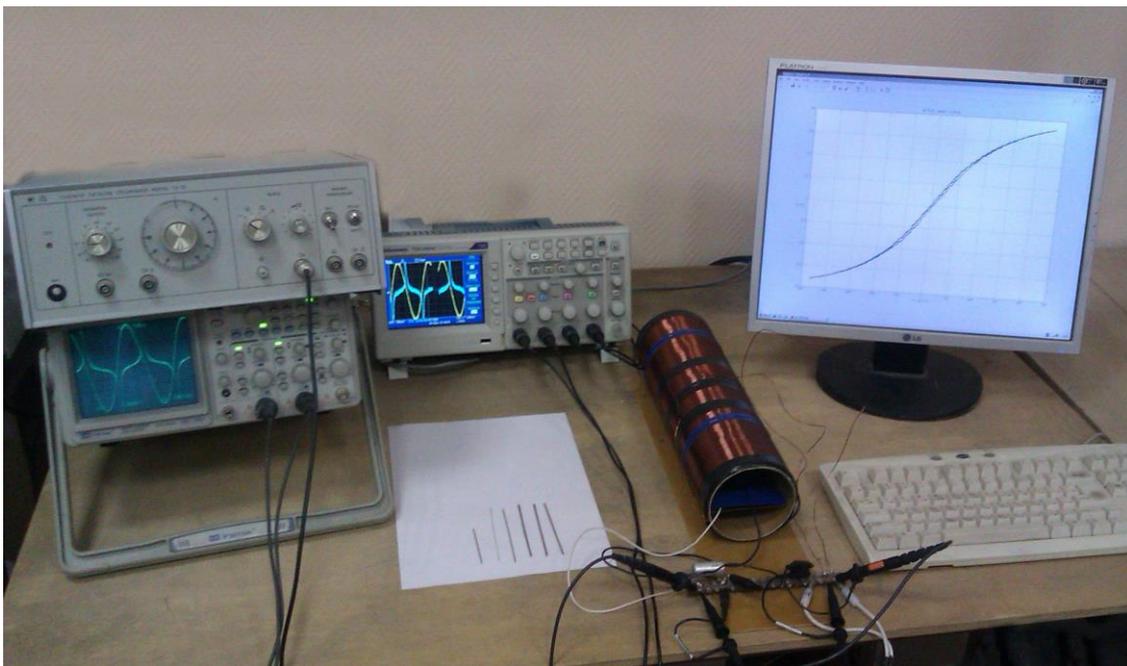


Рис. 3. Лабораторная установка для исследования свойств гистерезисных демпферов

2.2. Выбор гистерезисных стержней

Демпфирование с помощью гистерезисных стержней осуществляется за счет их перемагничивания в магнитном поле Земли – кинетическая энергия переходит в тепловую, пропорциональную площади гистерезисной петли. Гистерезисная петля имеет схематический вид, представленный на рис. 4. Площадь петли при перемагничивании в магнитном поле Земли зависит от

магнитной проницаемости μ , равной тангенсу наклона петли при нулевом магнитном поле, и от коэрцитивной силы H_c – половины ширины петли при нулевом магнитном поле. Если коэрцитивная сила не зависит от формы и размеров гистерезисного материала, то магнитная проницаемость зависит от удлинения стержня – отношения его поперечного сечения к длине. Чем больше удлинение стержней, тем ближе магнитная проницаемость к паспортному значению материала.

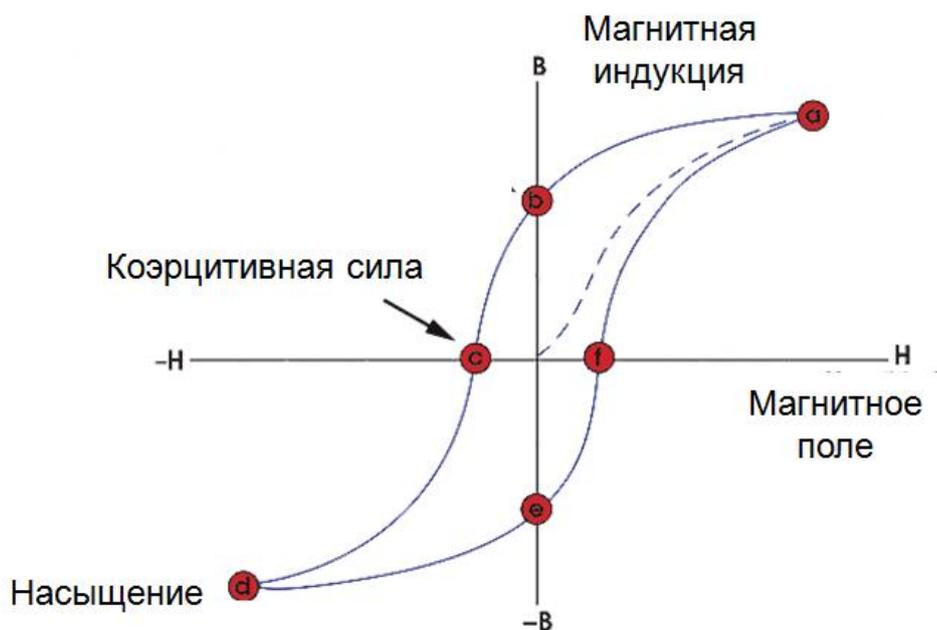


Рис. 4. Схематический вид гистерезисной петли

Рассмотрим гистерезисные стержни, изготовленные из материала пермаллой 79НМ и отожженные в специальной термокамере. Согласно ГОСТ [4] коэффициент магнитной индукции этого материала составляет $\mu = 180000$, коэрцитивная сила $H_c = 1,6$ А/м, индукция насыщения $B_s = 0,75$ Тл.

Для увеличения площади петли гистерезиса необходимо брать стержни с наибольшим удлинением, так как у таких стержней будет больше μ . Однако конструктивно количество стержней и их длина ограничены (см. рис. 5). Технологически возможно установить только 8 стержней, причем их длина не должна превышать 80 мм [5]. Для уменьшения магнитного момента в установленном движении разумно устанавливать ортогональные тройки одинаковых стержней. Таким образом, на спутник SamSat-QB50 возможно установить максимально две ортогональные тройки, или 6 стержней длиной 80 мм [6].

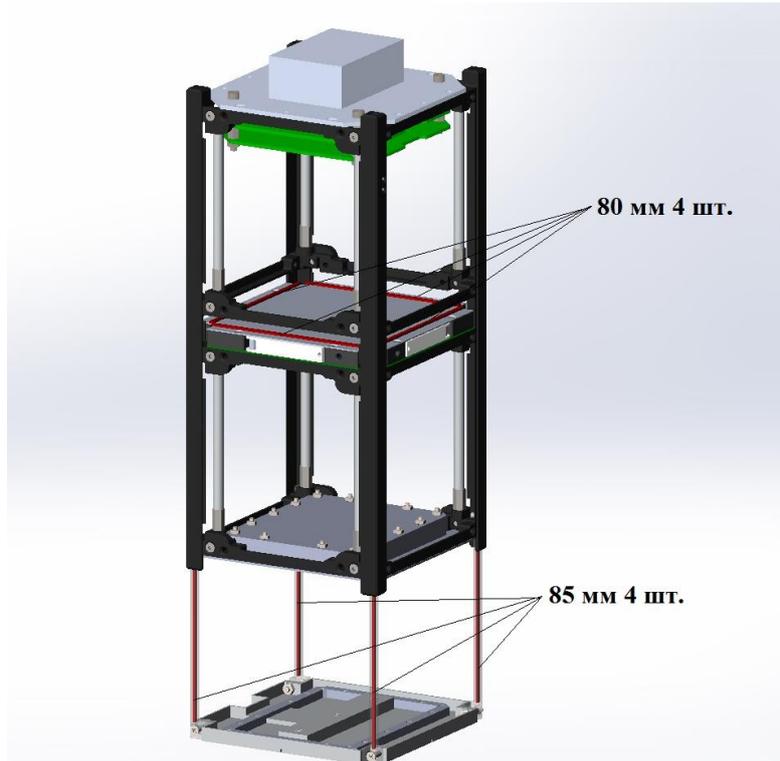


Рис. 5. Возможное расположение гистерезисных стержней в теле спутника

Суммарная потеря энергии за цикл перемагничивания E_{loss} будет равна произведению объема всех стержней V на площадь петли гистерезиса $S_{густ}$:

$$E_{loss} = S_{густ} \cdot V.$$

Если увеличивать удлинение стержней (уменьшать их поперечное сечение, сохраняя длину 80 мм), площадь петли $S_{густ}$ будет увеличиваться, однако объем будет уменьшаться. Поэтому необходимо оценить для различных вариантов энергию потерь во время демпфирования, чтобы добиться демпфирования за 2 суток при начальной угловой скорости $0,5^\circ/\text{с}$.

2.3. Измерение параметров гистерезисных петель стержней

Проведем измерение магнитных характеристик гистерезисных стержней с размерами $1 \times 2 \times 80 \text{ мм}$ (рис. 6).

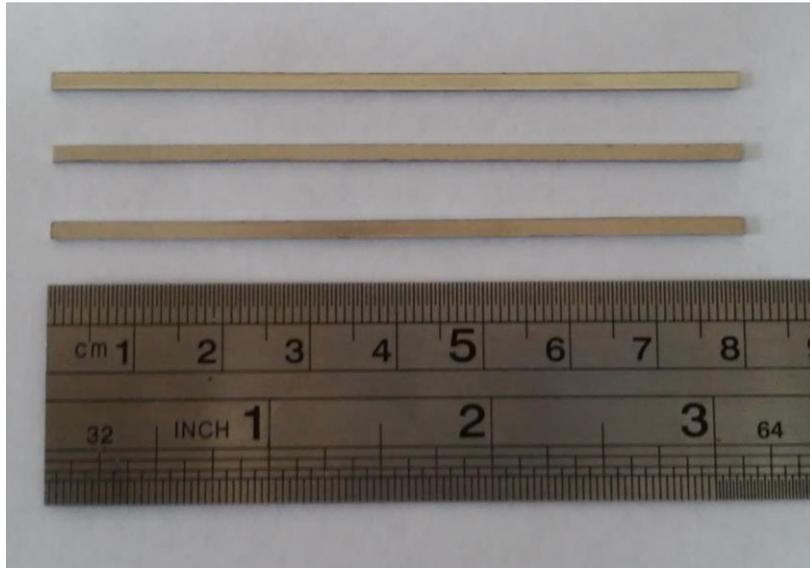


Рис. 6. Исследуемые гистерезисные стержни

Для экспериментального построения петли гистерезиса используется электрическая схема, представленная на рис. 7. Первичная цепь питается от источника напряжения. В цепи первичной катушки (соленооида) последовательно включено измерительное сопротивление R_x , напряжение на котором пропорционально току и, следовательно, напряженности магнитного поля H_e .

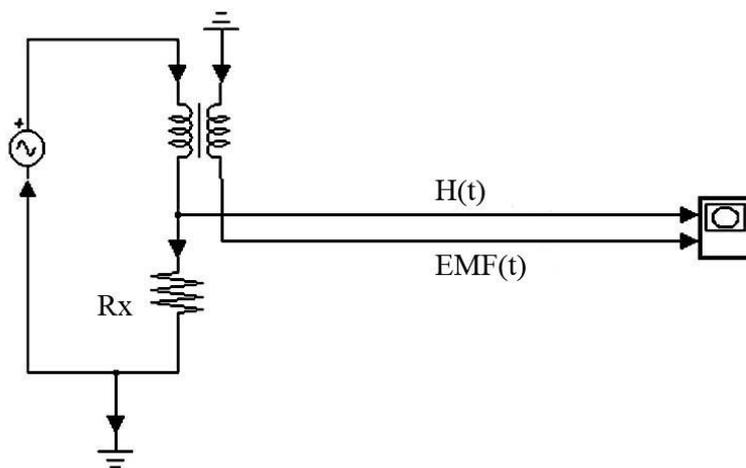


Рис. 7. Схема измерительной установки

Напряженность магнитного поля внутри соленооида можно представить в виде

$$H_e = \frac{N_1 I_1}{l_{sol}}.$$

На вход второго канала осциллографа подается сигнал

$$E_2 = -N_2 \frac{d\Phi}{dt}.$$

Здесь $\Phi = BS$ – поток магнитного поля, I_1 – токи первичной катушки, N_1, N_2 – число витков катушек, S – площади сечения гистерезисного образца, B – индукция магнитного поля внутри стержня, l_{sol} – длина первичной катушки. E_2 – измеряемое напряжение на вторичной катушке. По закону Ома для участка цепи следует $I_1 = E_1 / R_x$, где E_2 – измеряемое напряжение на первичной катушке. Тогда напряженность внешнего поля H_e и магнитную индукцию B внутри образца можно вычислить следующим образом:

$$H_e = \frac{N_1 E_1}{l_{sol} R_x}, \quad (1)$$

$$B = \frac{1}{N_2 S} \int E_2 dt. \quad (2)$$

На рис. 8 представлен пример зависимости измеряемых напряжений на первичной и вторичной катушках от времени для стержня 1x2x80мм. Измерения сглаживаются с помощью рядов Фурье – берутся первые 10 членов разложения. Далее обработанный сигнал с измерительной катушки интегрируется численно методом трапеций. По формулам (1) и (2) вычисляются H_e и B соответственно.

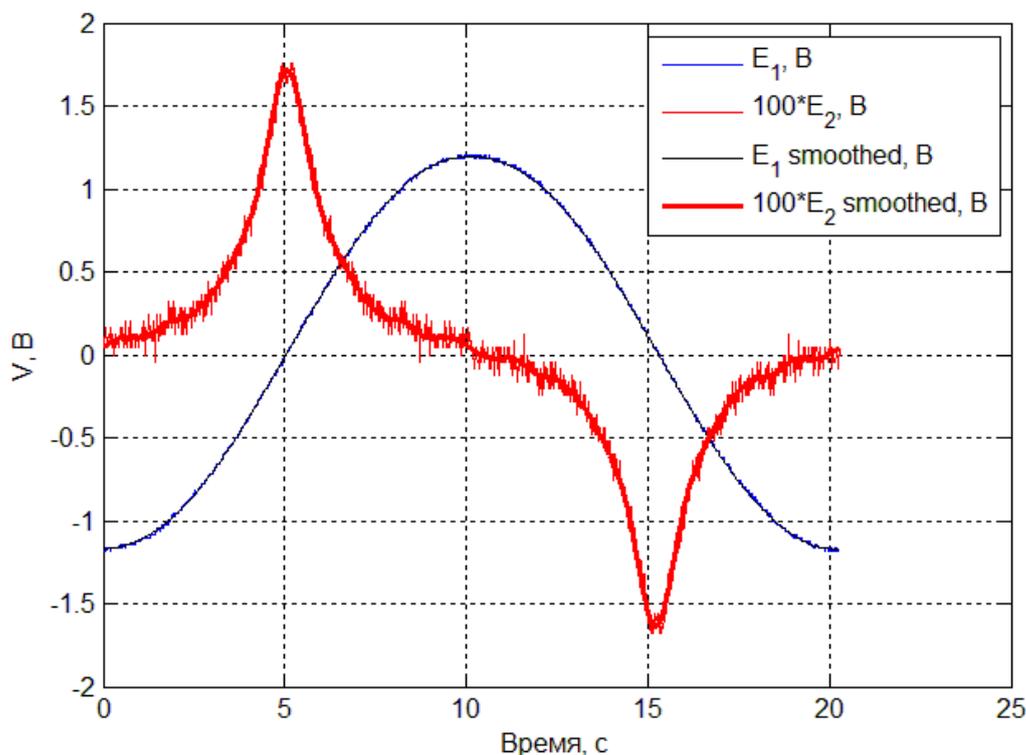


Рис. 8. Сигналы с внешней и измерительной катушек

На рис. 9, 10 представлены гистерезисные петли для стержней размером 1x2x80 мм. Для них магнитная проницаемость $\mu = 730 \pm 30$, коэрцитивная сила составляет $H_c = 3 \pm 1 \text{ А/м}$.

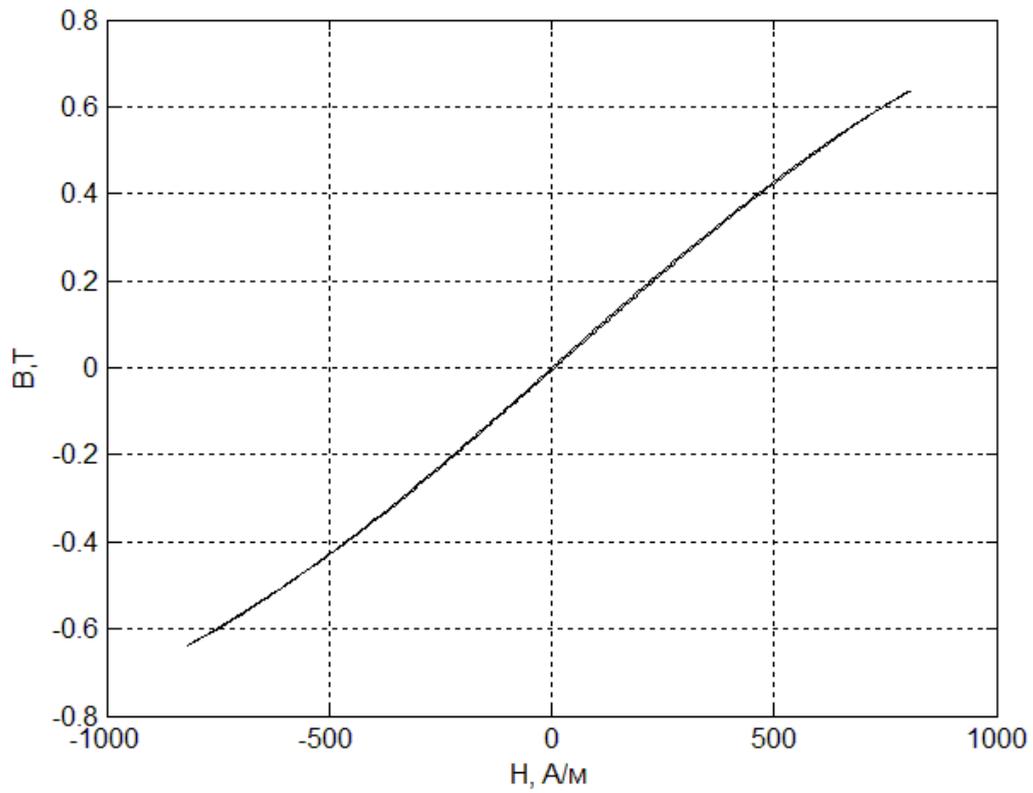


Рис. 9. Гистерезисная петля для стержня 1x2x80 мм

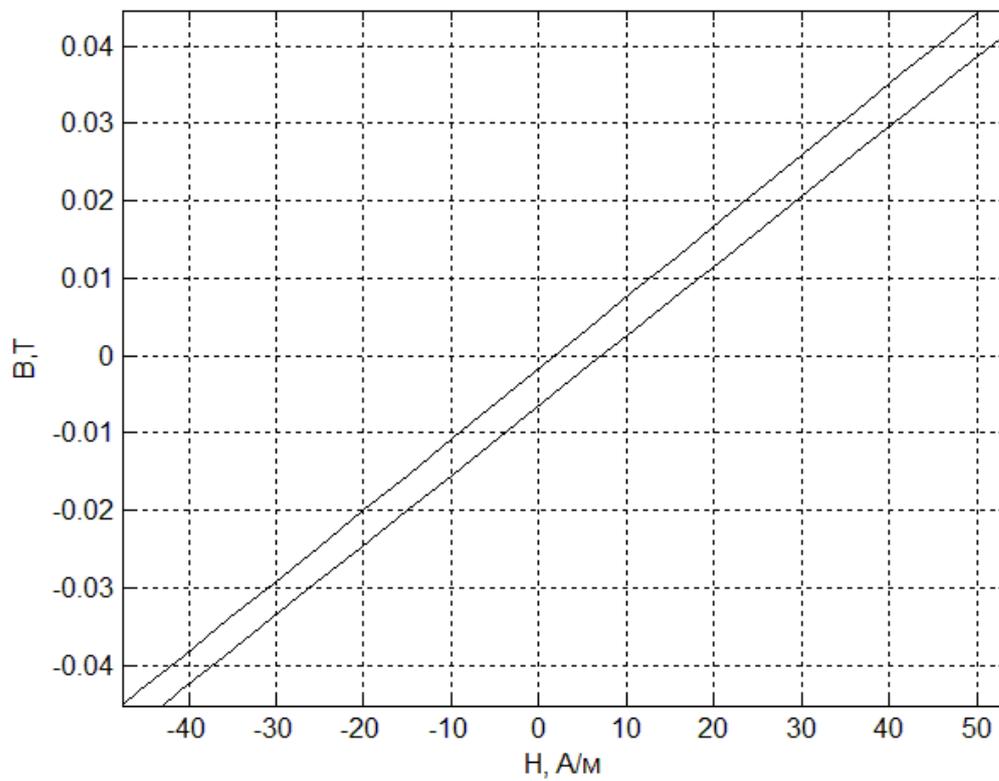


Рис. 10. Гистерезисная петля для стержня 1x2x80 мм (увеличение)

3. Уравнения движения спутника

Рассмотрим движение спутника с фиксированными в его теле гистерезисными стержнями из магнитомягкого материала под действием аэродинамического, гравитационного и магнитного моментов. Предполагаем, что спутник представляет собой твердое тело, движущееся по круговой орбите вокруг Земли, гравитационное поле Земли центральное, ньютоново. Геомагнитное поле аппроксимируем полем диполя, расположенного в центре Земли параллельно оси вращения. Для описания явления гистерезиса в стержнях используем *улучшенную модель* [7]. При вычислении восстанавливающего аэродинамического момента предполагаем следующее: атмосфера неподвижна в абсолютном пространстве; действие атмосферы на спутник сводится к силе сопротивления, приложенной в центре давления, направленной против скорости центра масс спутника. Плотность атмосферы вдоль орбиты спутника считаем постоянной.

Для записи уравнений движения спутника введем две правые прямоугольные системы координат. $Ox_1x_2x_3$ – связанная со спутником система координат. Ось Ox_3 – продольная ось спутника. Точка O совпадает с его центром масс. Две другие оси лежат в плоскости, ортогональной оси Ox_3 , так, как показано на рис. 1. $OX_1X_2X_3$ – орбитальная система координат. Ось OX_3 направлена вдоль геоцентрического радиус-вектора точки O . Ось OX_1 совпадает с касательной к орбите в точке O , ось OX_2 параллельна нормали к плоскости орбиты.

Положение связанной со спутником системы координат относительно орбитальной системы координат определим с помощью самолетных углов α, β, γ . Элементы матрицы перехода $\mathbf{A} = \|a_{ij}\|$ от орбитальной системы координат к связанной имеют вид $a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$, где $i, j = 1, 2, 3$, X_i, x_j – орты соответствующих осей.

Уравнения движения спутника запишем в виде:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_m, \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{A}} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{A},$$

где $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$ – тензор инерции диагонального вида, $\boldsymbol{\Omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника, $\mathbf{M}_a, \mathbf{M}_g, \mathbf{M}_m$ – восстанавливающий аэродинамический, гравитационный и магнитный моменты соответственно, $\boldsymbol{\omega}$ – угловая скорость связанной системы координат относительно орбитальной, которая имеет вид

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\Omega} - \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_0,$$

$\boldsymbol{\omega}_0$ – вектор угловой скорости орбитального движения спутника, имеющий вид в орбитальной системе координат $\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \ \omega_0 \ 0]^T$. Аэродинамический и гравитационный моменты записываются в рассматриваемом случае как

$$\mathbf{M}_a = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{\rho_a V^2 S c_x d}{2} a_{13} \\ \frac{\rho_a V^2 S c_x d}{2} a_{12} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{M}_g = \begin{pmatrix} 0 \\ 3\omega_0^2 (A-B) a_{33} a_{31} \\ -3\omega_0^2 (A-B) a_{31} a_{32} \end{pmatrix}.$$

Здесь ρ_a – плотность атмосферы, V – скорость центра масс спутника, S – площадь миделя, c_x – коэффициент лобового сопротивления спутника, d – расстояние от центра масс спутника до центра давления.

Используемые стержни имеют достаточно большое отношение длины к диаметру, поэтому вектор магнитной индукции в стержне направлен практически вдоль его оси и при соответствующем подборе материала его магнитная проницаемость достигает нужной величины. Магнитный момент стержня запишем в виде

$$\mathbf{m} = \mu V_b H_0 W e / \mu_0,$$

где μ – относительная магнитная проницаемость стержня, V_b – его объем, H_0 – характерная величина вектора \mathbf{H} напряженности геомагнитного поля в текущей точке орбиты, $W(H_\tau)$ – безразмерная функция, описывающая зависимость отнесенной к H_0 индукции стержня (её конкретный вид определяется выбранной моделью гистерезиса, и в дальнейшем будем называть W гистерезисной функцией), μ_0 – магнитная постоянная; $H_\tau = H e$, e – направленный вдоль стержня единичный вектор, записанный в связанной системе координат. Следует отметить, что основные характеристики петли гистерезиса – коэрцитивная сила H_c и индукция насыщения B_s практически не зависят от формы стержня, а определяются его материалом и режимом тепловой обработки. Относительная магнитная проницаемость зависит от величины намагничивающего поля H_τ и удлинения стержня – отношения его длины к наибольшему поперечному размеру. Последнее объясняется наличием размагничивающего фактора, который уменьшается при увеличении удлинения. Для величины магнитного момента, действующего на стержень, справедливо:

$$\mathbf{M}_m = \mathbf{m} \times \mathbf{H}.$$

Если на спутнике установлено несколько стержней, то, пренебрегая их взаимным влиянием, магнитный момент всей системы можно представить в виде суммы магнитных моментов каждого стержня.

Сравнительный анализ известных моделей гистерезиса приведен в [8]. В качестве модели гистерезиса выберем улучшенную модель [7]. Если на спутнике установлены три идентичных взаимно ортогональных стержня, то в рамках рассматриваемой модели гистерезиса после суммирования выражений, описывающих магнитный механический момент от каждого стержня, остаются лишь члены, пропорциональные $k \text{sign} \dot{H}_\tau$. такая конфигурация стержней приводит к

уменьшению их возмущающего действия на установившееся движение спутника [6].

4. Моделирование углового движения

Проведем численное моделирование углового движения спутника SamSat-QB50 для выбора количества стержней для достижения требуемого времени переходного процесса (не более 2 суток при начальной угловой скорости по продольной составляющей $\pm 0,1^\circ/\text{с}$ и поперечной составляющей $\pm 0,5^\circ/\text{с}$) и необходимой точности ориентации в установившемся движении (не более $\pm 10^\circ$ относительно вектора набегающего потока).

Так как величина коэрцитивной силы стержней имеет определяющее значение как на длительность переходного процесса, так и на точность установившегося движения, а экспериментально она определяется с довольно большой погрешностью ($H_c = 3 \pm 1 \text{ А/м}$), то разумно провести моделирование с большим (4 А/м) и меньшим значением (2 А/м). Если брать наибольшее возможное значение, то стоит ожидать меньшей длительности переходного процесса, так как петля будет иметь большую площадь, и худшую точность установившегося движения за счет остаточного магнитного момента. И, наоборот, – при меньшем значении время переходного процесса будет больше, но точность установившегося движения выше.

4.1. 6 стержней 1x2x80 мм

Проведем моделирование с двумя ортогональными тройками гистерезисных стержней с размерами 1x2x80мм. Сначала проведем моделирование для случая $H_c = 4 \text{ А/м}$, чтобы оценить максимальную скорость демпфирования и худшую точность ориентации. Зададим начальную ориентацию таким образом, что ось симметрии составляет с направлением набегающего потока острый угол. В этом случае в системе запасена потенциальная энергия, и аэродинамический момент будет в начальный момент времени раскручивать спутник, переводя её в кинетическую. Таким образом, рассматривается наиболее "худший" случай для системы демпфирования с точки зрения начальной ориентации.

На рис. 11, 12 и 13 представлены графики зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 14 и 15 – графики отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока. Оси связанной со спутником системы координат выбраны так, что в установившемся режиме угол между продольной осью спутника и вектором скорости на графиках близок к 180 градусам. На рис. 12 представлен график угловой скорости в начале моделирования движения, из которого видно, что аэродинамический момент раскручивает спутник до угловой скорости в примерно 10 раз превышающую начальную угловую скорость.

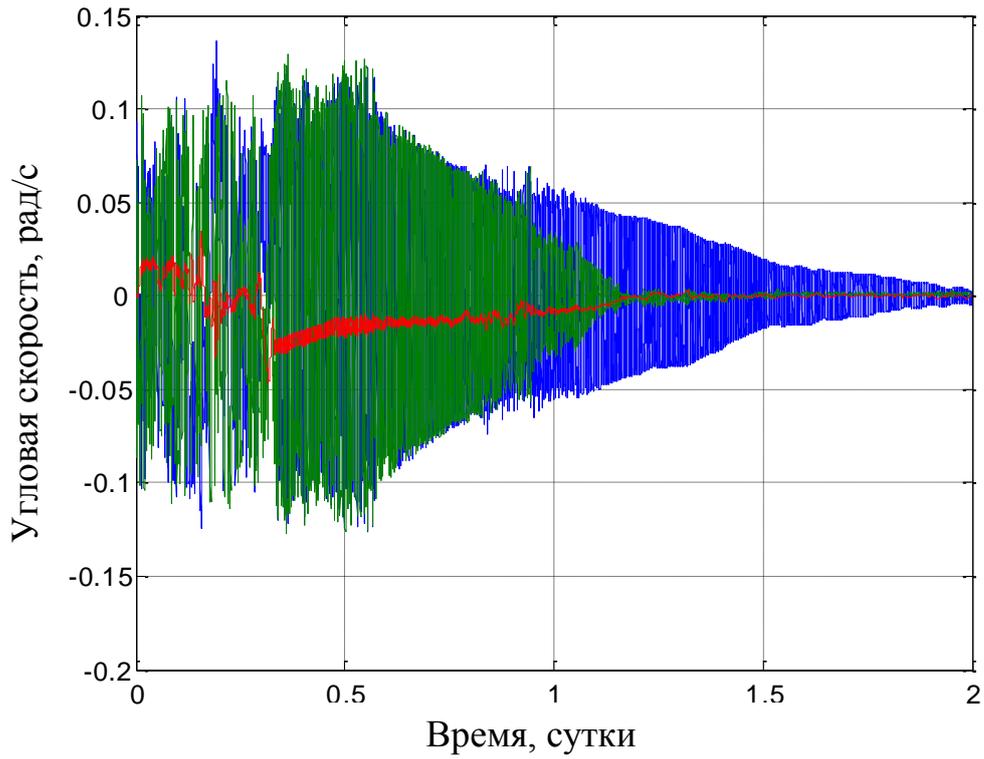


Рис. 11. Угловая скорость. Случай 6 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 4/\text{м}$

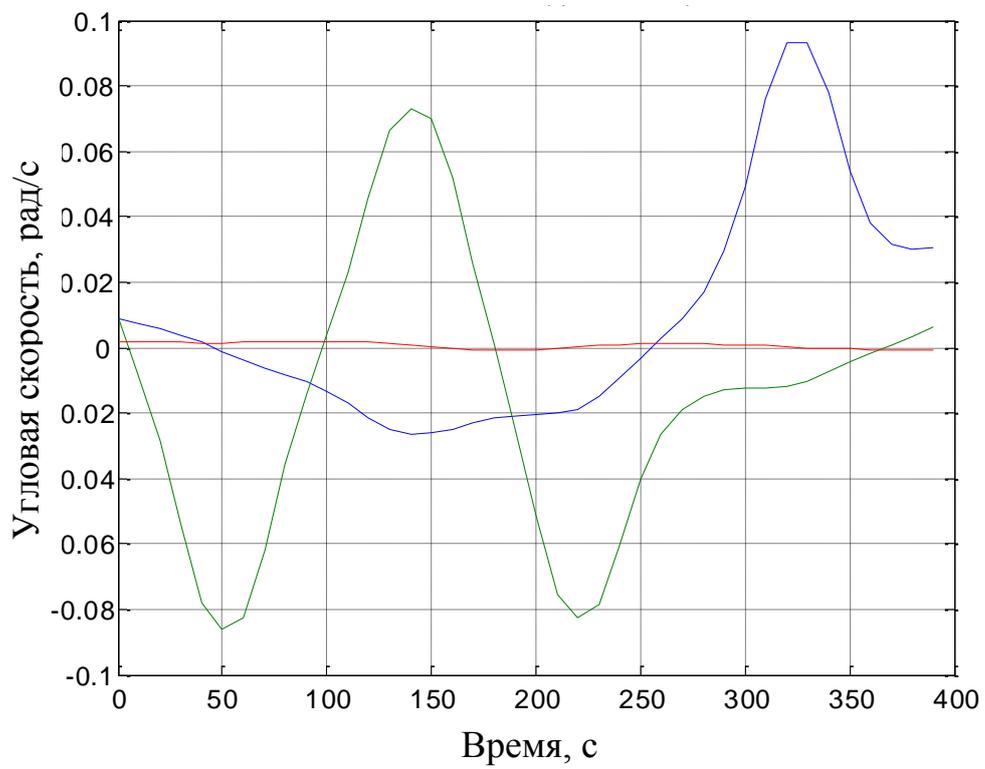


Рис. 12. Угловая скорость. Начало движения

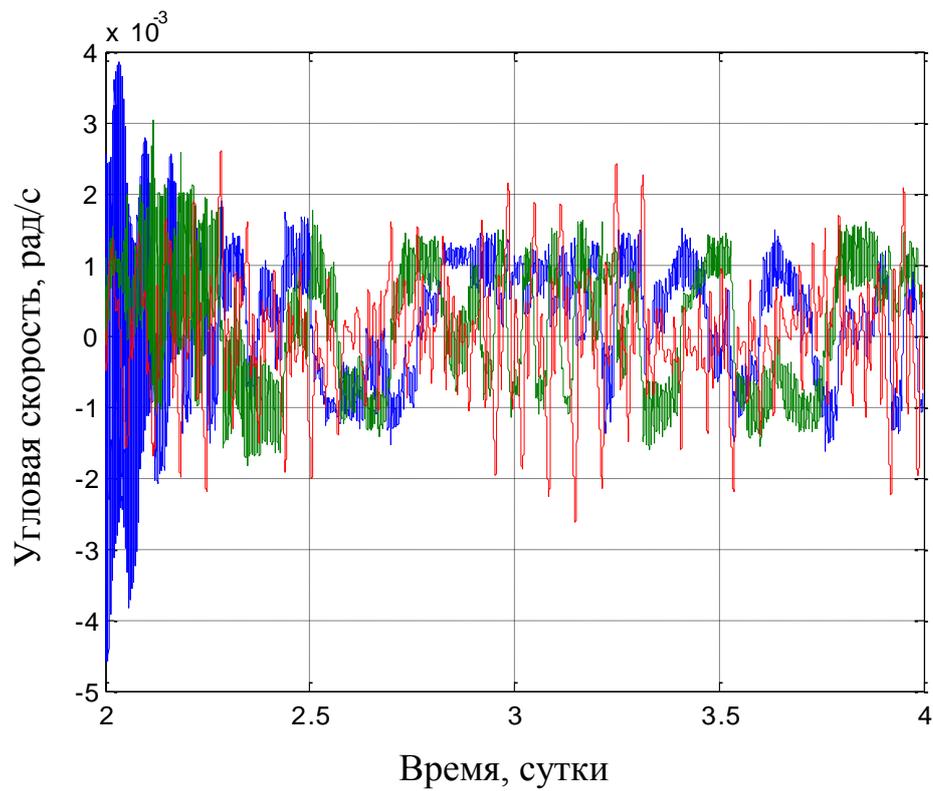


Рис. 13. Угловая скорость. Случай 6 стержней 1x2x80 с $H_c = 4$ А/м
(продолжение)

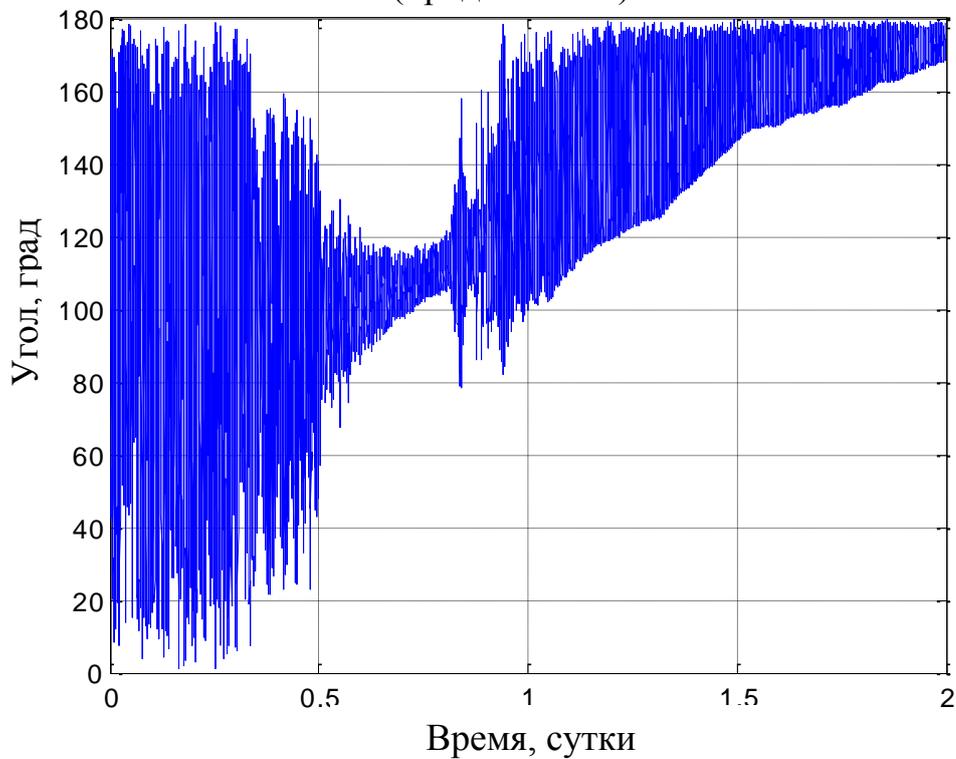


Рис. 14. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости.
Случай 6 стержней 1x2x80 с $H_c = 4$ А/м

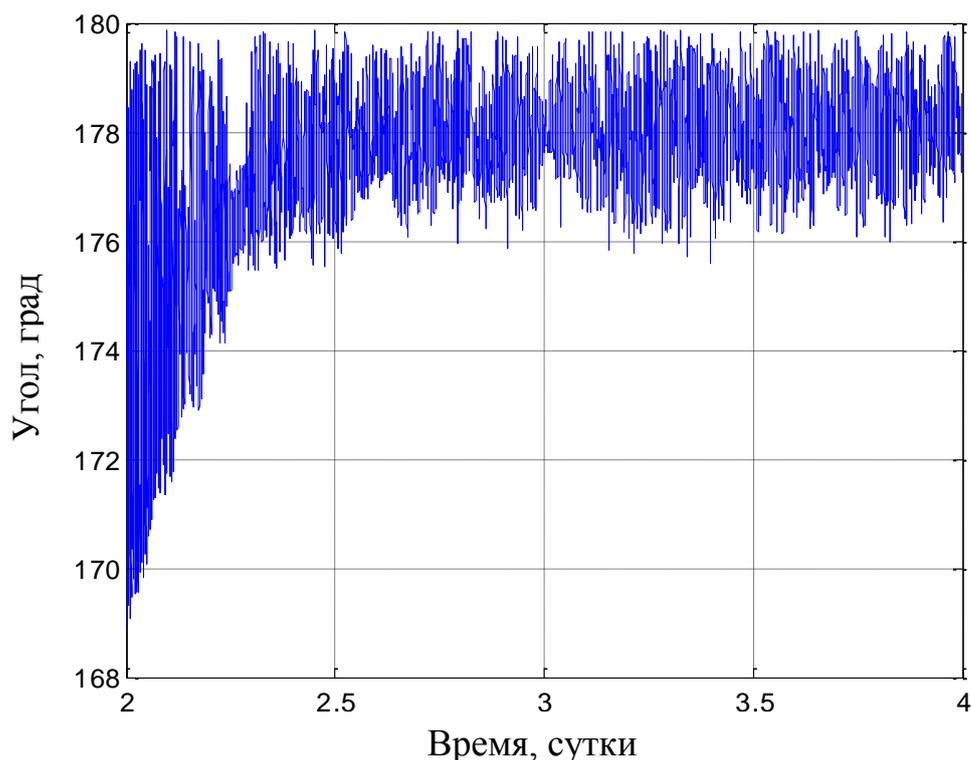


Рис. 15. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости.
Случай 6 стержней 1x2x80 с $H_c = 4 \text{ А/м}$

Из графиков видно, что время переходного процесса даже в случае с широкой петлей ($H_c = 4 \text{ А/м}$) немного превышает 2 суток, значит, для узкой петли время будет заведомо больше. Точность установившегося движения составляет примерно 5 градусов.

4.2. 8 стержней 1x2x80 мм

Промоделируем движение спутника с максимально разрешенным Заказчиком количеством стержней – 8 штук, размером 1x2x80мм. Заметим, что добавление двух стержней вдоль одной оси приведет к уменьшению времени переходного процесса, однако повлечет возникновение возмущающего магнитного момента, что скажется на точности установившегося движения.

Сначала проведем моделирование для случая $H_c = 4 \text{ А/м}$, чтобы оценить максимальную скорость демпфирования и худшую точность ориентации. На рис. 16 представлен график зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 17 и 18 – графики отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока. На рис. 19 представлена гистерезисная петля одного из стержней в процессе углового движения, а на рис. 20 – механический момент от стержней.

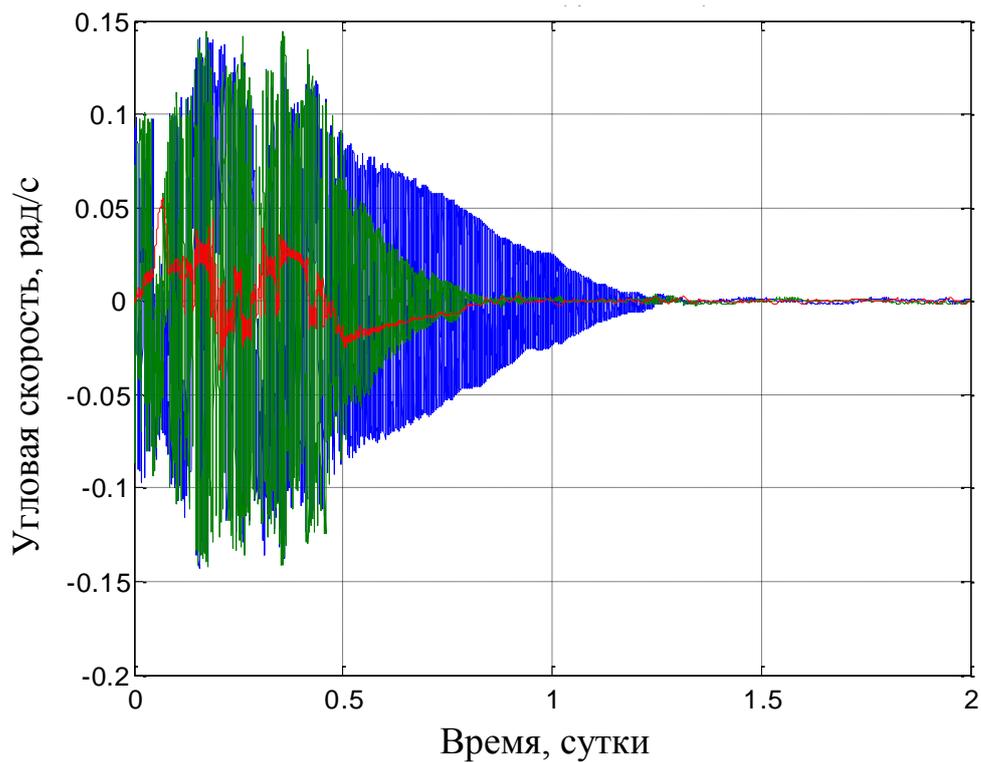


Рис. 16. Угловая скорость. Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 4/\text{м}$

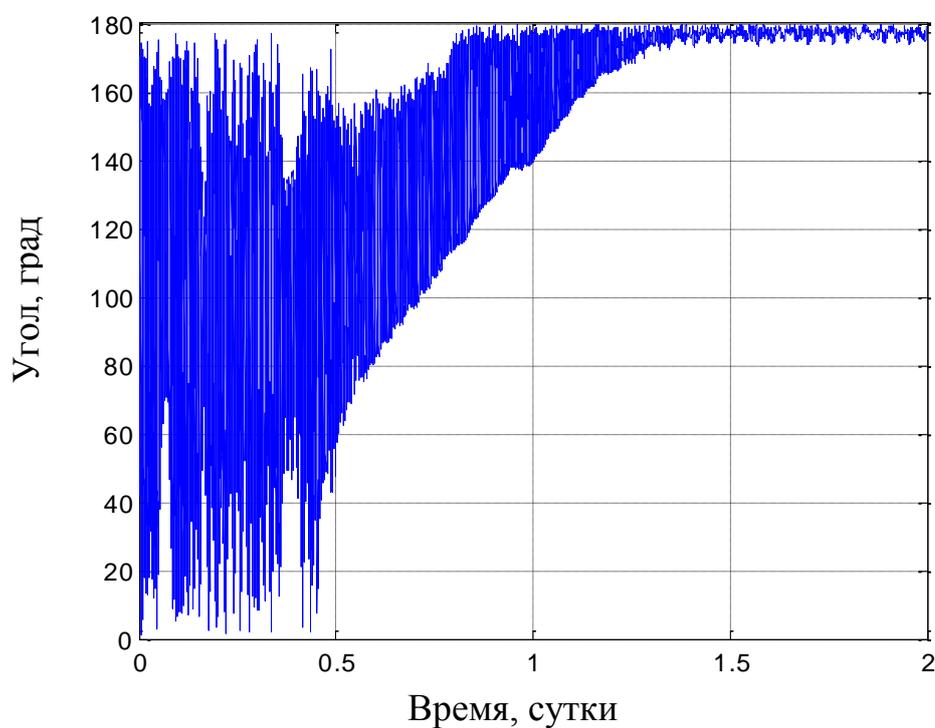


Рис. 17. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости.
Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 4\text{А/м}$

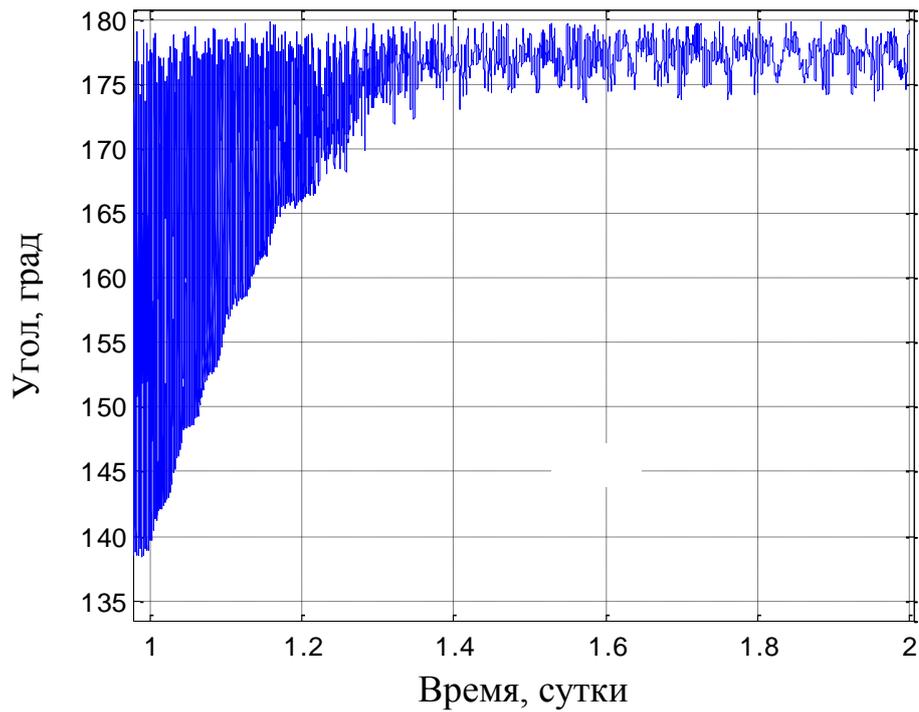


Рис. 18. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости. Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 4 \text{ А/м}$ (продолжение)

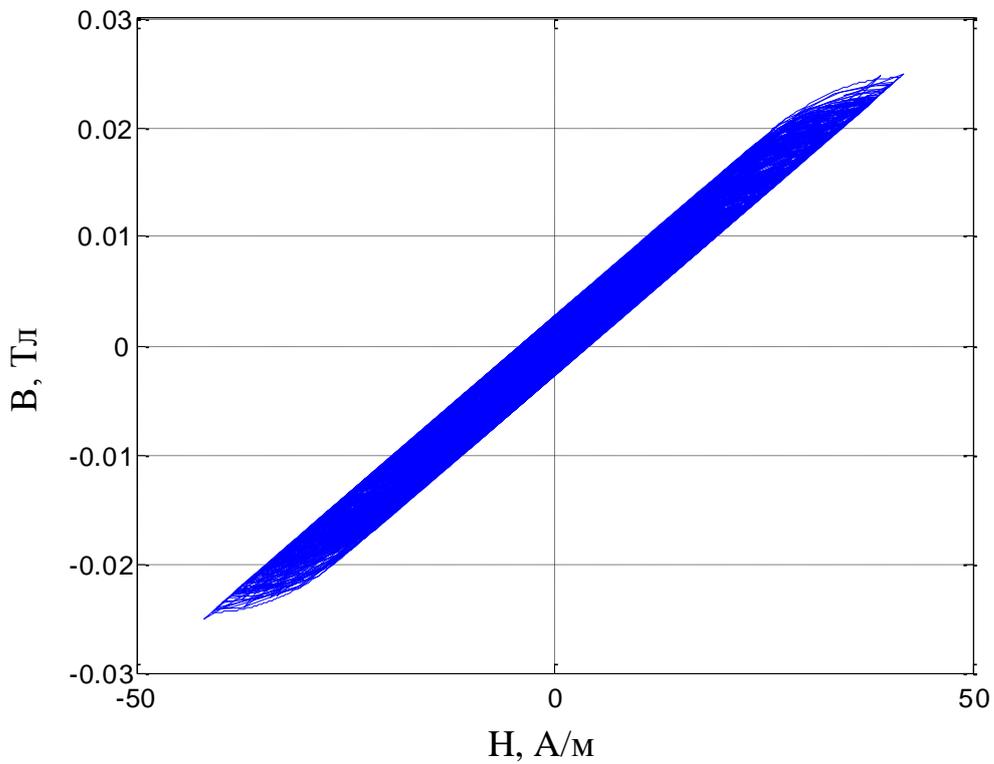


Рис. 19. Гистерезисная петля для стержня $1 \times 2 \times 80$. Случай $H_c = 4 \text{ А/м}$.

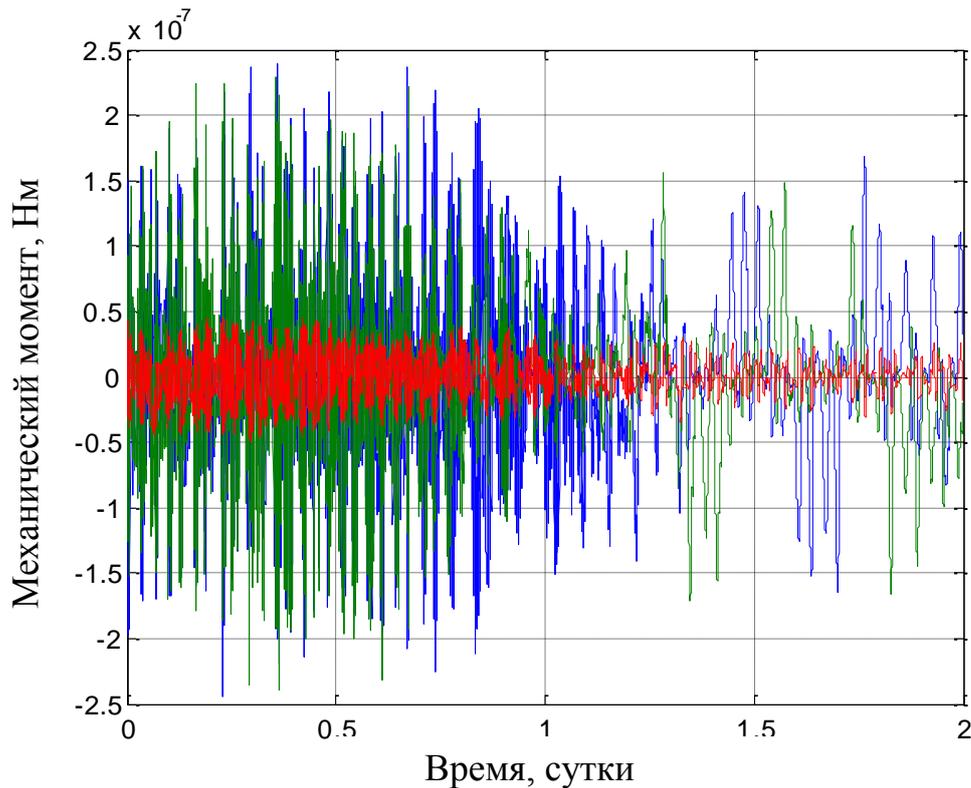


Рис. 20. Механический момент. Случай $H_c = 4$ А/м.

Из рисунков видно, что переходной процесс занимает 1,3 суток, что укладывается в требуемые 2 суток, а точность составляет около 6 градусов, что не сильно хуже случая ортогональных “троек” и также укладывается в требуемые 10° .

Теперь проведем моделирование углового движения для худшего с точки зрения времени переходных процессов $H_c = 2$ А/м.

На рис. 21 и 22 представлены графики зависимости компонент угловой скорости от времени, а на рис. 23 и 24 – графики отклонения оси Ox_3 спутника от вектора набегающего потока. На рис. 25 и 26 представлены гистерезисные петли одного из стержней в процессе углового движения.

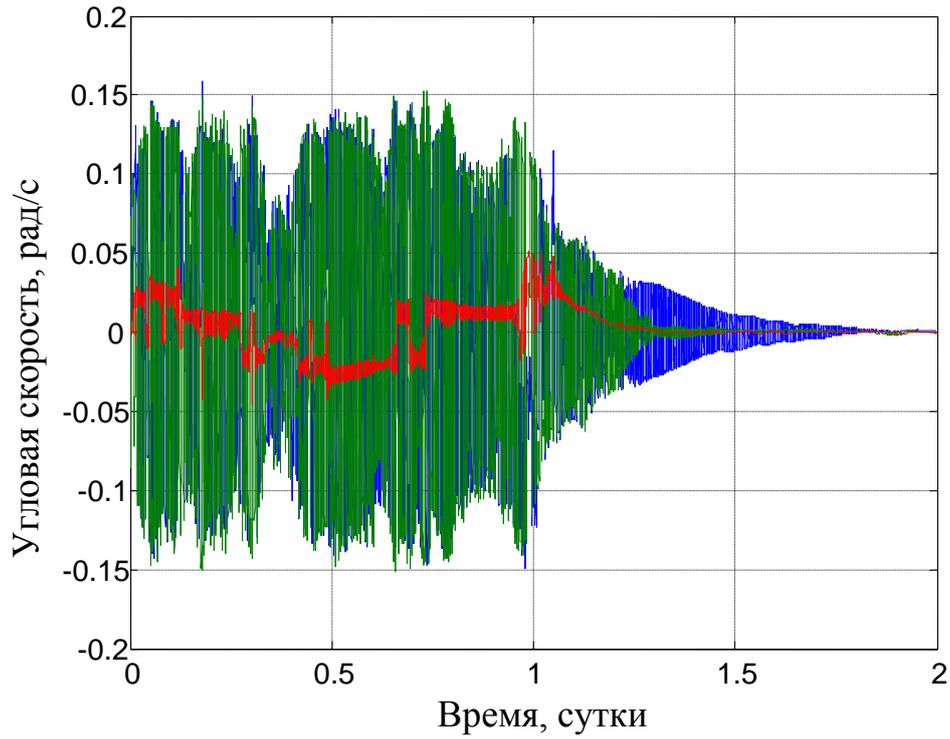


Рис. 21. Угловая скорость. Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 2 \text{ A/m}$

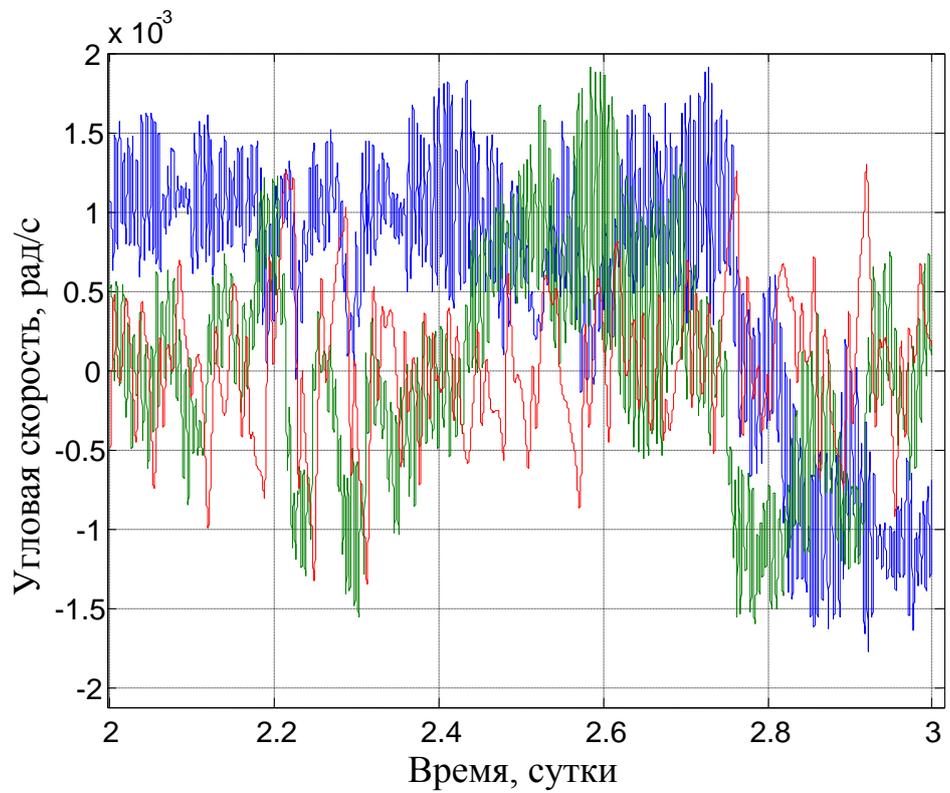


Рис. 22. Угловая скорость. Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 2 \text{ A/m}$
(продолжение)

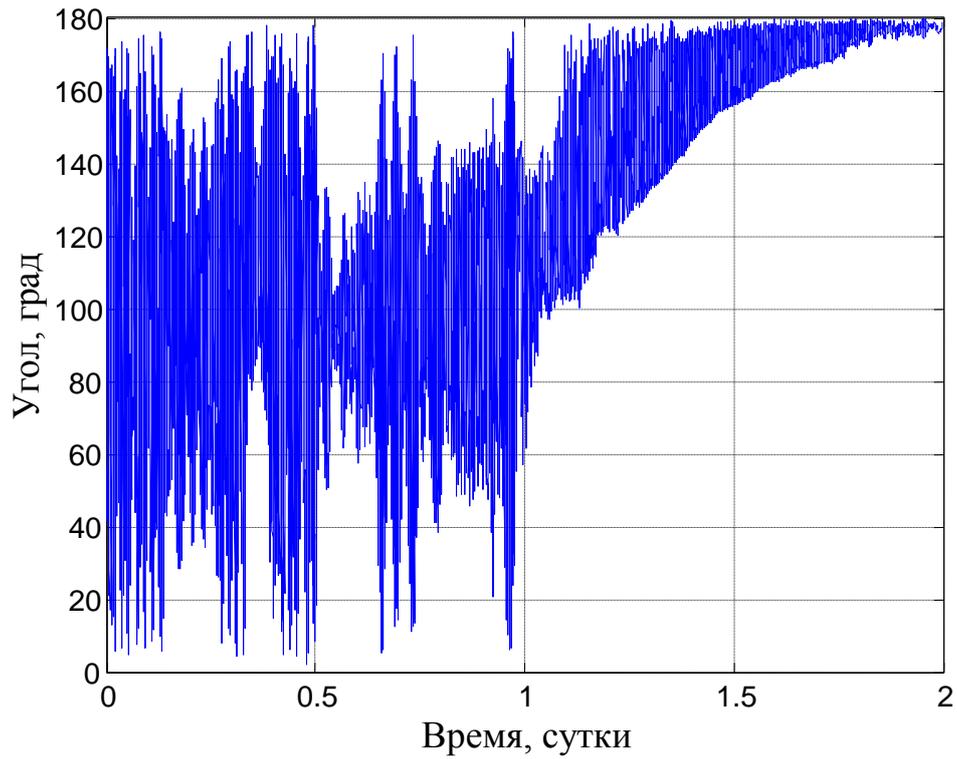


Рис. 23. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости.
Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 2 \text{ А/м}$

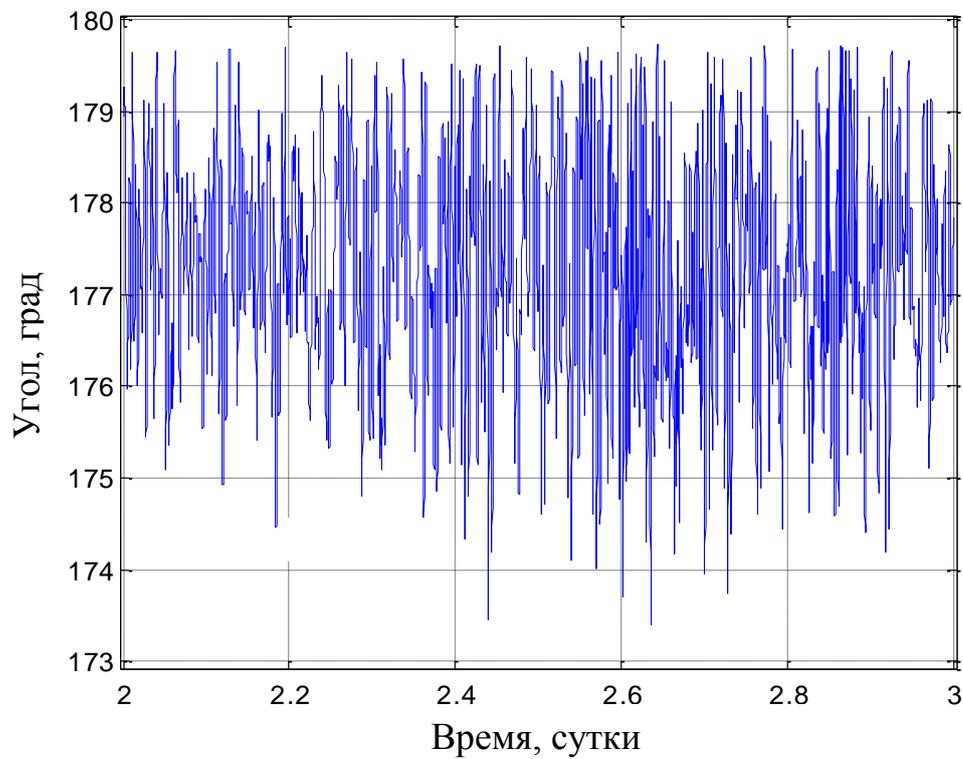


Рис. 24. Угол между продольной осью спутника и вектором скорости.
Случай 8 стержней $1 \times 2 \times 80$ с $H_c = 2 \text{ А/м}$

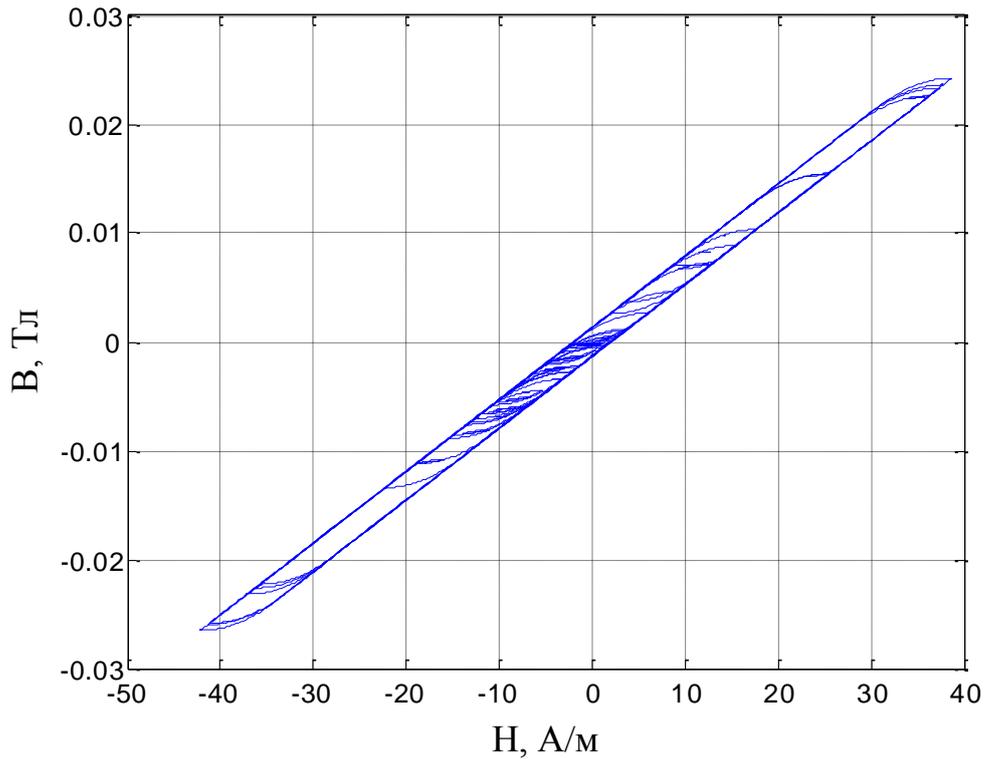


Рис. 25. Гистерезисная петля для стержня 1x2x80. Случай $H_c = 2$ А/м

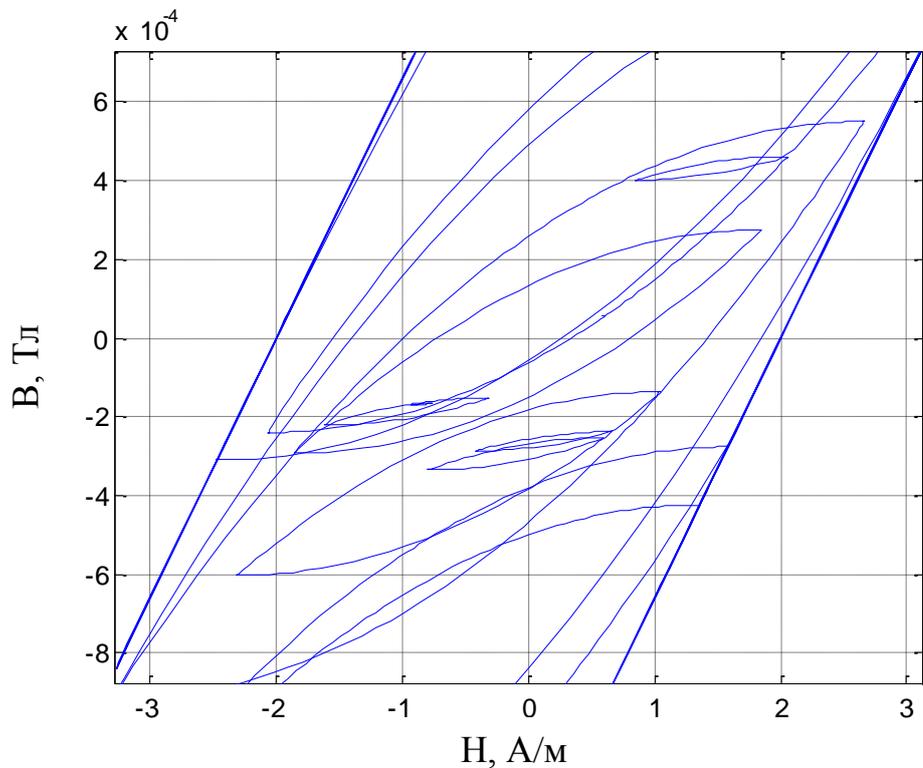


Рис. 26. Гистерезисная петля для стержня 1x2x80.
Случай $H_c = 2$ А/м (увеличенный фрагмент графика)

Из рисунков видно, что время переходного процесса составляет около 1,7 суток, а точность ориентации в установившемся режиме – около 5° . Таким об-

разом, установка 8 стержней удовлетворяет поставленным в ТЗ требованиям по времени переходного процесса и точности установившегося режима.

5. Оценка времени переходного процесса в нештатной ситуации

Проведем предварительную оценку времени переходного процесса при установке 8 стержней 1x2x80мм в случае нештатной угловой закрутки на угловую скорость $\omega_0 = 50^\circ/\text{с}$ и $\omega_0 = 90^\circ/\text{с}$. По рис. 10 и 12 можно оценить потери энергии при одном перемагничивании стержней в земном поле ($H \approx 40$ А/м), равные площади соответствующей части петли, умноженной на объем стержня:

$$E_{loss} = S_{зучм} \cdot V.$$

Среднее значение тормозящего момента примем равным

$$M_c = \frac{E_{loss}}{2\pi}.$$

Замедление углового движения по одному каналу

$$\varepsilon = \frac{M_c}{J},$$

где J – максимальный момент инерции, равный 0.01152 кг*м². При начальной скорости ω_0 продолжительность переходного процесса можно оценить по формуле:

$$t_{fin} = \frac{\omega_0}{\varepsilon}.$$

В табл. 2 приведена оценка времени переходного процесса для различных начальных угловых скоростей и коэрцитивной силы.

Табл. 2 – Оценка времени переходного процесса

Рассматриваемый вариант	$S_{зучм}$, Тл А/м	E_{loss} , Дж	M_c , Нм	$\varepsilon = \frac{M_c}{J}$, рад/с ²	$t_{fin} = \frac{\omega_0}{\varepsilon}$, сутки
$\omega_0 = 50^\circ/\text{с}$, $H_c = 2$ А/м	0,12	$3,8 \cdot 10^{-8}$	$6 \cdot 10^{-9}$	$5 \cdot 10^{-7}$	19,8
$\omega_0 = 50^\circ/\text{с}$, $H_c = 4$ А/м	0,24	$7,7 \cdot 10^{-8}$	$1,2 \cdot 10^{-8}$	$1 \cdot 10^{-6}$	9,9
$\omega_0 = 90^\circ/\text{с}$, $H_c = 2$ А/м	0,12	$3,8 \cdot 10^{-8}$	$6 \cdot 10^{-9}$	$5 \cdot 10^{-7}$	35,7
$\omega_0 = 90^\circ/\text{с}$, $H_c = 4$ А/м	0,24	$7,7 \cdot 10^{-8}$	$1,2 \cdot 10^{-8}$	$1 \cdot 10^{-6}$	17,8

Таким образом, время переходного процесса при начальной угловой скорости $\omega_0 = 50^\circ/c$ может в худшем случае составлять около 20 суток, в лучшем – 10 суток. Для угловой скорости $\omega_0 = 90^\circ/c$ время переходного процесса варьируется от 18 до 36 суток.

Заключение

В результате математического моделирования углового движения спутника SamSat-QB50 с гистерезисными стержнями было показано, что для удовлетворения требований, предъявляемых к длительности переходного процесса и точности ориентации в установившемся режиме, необходимо установить 8 стержней размером 1x2x80мм. При начальной угловой скорости с продольной составляющей $\pm 0,1^\circ/\text{с}$ и поперечной составляющей $\pm 0,5^\circ/\text{с}$ время демпфирования составляет от 1,3 до 1,7 суток, а точность ориентации в установившемся режиме – 5-6 градусов. В случае нештатной ситуации, когда начальная угловая скорость составляет $50^\circ/\text{с}$, длительность переходного процесса может в худшем случае составлять около 20 суток, в лучшем – 10 суток. Для угловой скорости $90^\circ/\text{с}$ время переходного процесса варьируется от 18 до 36 суток.

Список литературы

1. Карпенко С.О. и др. Система ориентации первого российского нано-спутника ТНС-0 №1 // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 6. С. 532–540.
2. Battagliere M.L. и др. Hysteresis rods in the passive magnetic stabilization system for university micro and nanosatellites // Proceedings of the 59th IAC, Glasgow, UK, 29 September–3 October, paper IAC-08.C.1.8. , 2008. 10 P.
3. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Аэродинамическая система ориентации с гистерезисными стержнями // Космические исследования. 1994. Т. 32. № 6. С. 16–33.
4. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И. Лабораторное исследование магнитных свойств гистерезисных стержней для системы ориентации малогабаритных спутников // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 1. С. 152–171.
5. Сообщение И. Белоконова по электронной почте, 30 марта 2015.
6. Сарычев В.А. и др. Движение гравитационно-ориентированного спутника с гистерезисными стержнями в плоскости полярной орбиты // Космические исследования. 1988. Т. 26. № 5. С. 654–668.
7. Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю. Математическая модель гистерезиса, базирующаяся на магнито-механической аналогии // Математическое моделирование. 1989. Т. 1. № 4. С. 122–133.
8. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли // Итоги науки и техники, сер. Исследование космического пространства. 1985. Т. 23. С. 104.

Содержание

Введение	3
1. Наноспутник SamSat-QB50	4
2. Лабораторные исследования стержней	6
2.1. Стенд для измерения магнитных характеристик гистерезисного материала	6
2.2. Выбор гистерезисных стержней	6
2.3. Измерение параметров гистерезисных петель стержней	8
3. Уравнения движения спутника	12
4. Моделирование углового движения	14
4.1. 6 стержней 1x2x80 мм	14
4.2. 8 стержней 1x2x80 мм	17
5. Оценка времени переходного процесса в нештатной ситуации	24
Заключение	26
Список литературы	27